

叶型受感部设计及结构优化

闫久坤

(沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)



闫久坤(1957),女,自然科学研究员,航空发动机测试技术专家。从事航空发动机压气机级间参数测试及其相关技术研究。

收稿日期:2009-08-20

摘要:设计了用于航空发动机压气机级间参数测量的叶型受感部。通过风洞校准试验,得出在不同来流速度条件下,压力叶型受感部的不敏感角范围及总压测量误差和温度叶型受感部的总温测量误差,确定了影响叶型受感部测量准确度的主要因素。在试验结果的基础上,对叶型受感部结构进行了优化。

关键词:叶型受感部;测试;压气机;级间参数;探针;航空发动机

Design and Structure Optimize of Airfoil Sensing Area

YAN Jiu-kun

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

Abstract: The airfoil sensing area was designed for an aeroengine compressor interstage parameters measurement. The insensitive angle range and the total pressure measurement error for airfoil sensing area and the total pressure measurement error of temperature airfoil sensing area were obtained with various inflow velocity by the wind tunnel calibration test. The major factor was also determined, which affected the measurement accuracy of the airfoil sensing area. The structure of the airfoil sensing area was optimized based on the result of the experiment.

Key words: airfoil sensing area; measurement; compressor; interstage parameters; probe; aeroengine

1 引言

进行航空发动机压气机级间参数测试是提高压气机设计水平的有效手段,测量结果将为压气机设计改进和设计数据库充实提供试验依据。叶型受感部结构简单,测试数据可靠,在压气机级间参数测量中广泛采用,但目前对典型结构的叶型受感部的性能和优化设计研究甚少,并缺少基础研究支撑。

近年来,沈阳发动机设计研

究所测试计量技术研究中心对叶型受感部的设计、制作、校准及性能优化等进行了系统研究,并应用于压气机试验,获得了良好效果。

本文介绍了叶型受感部的设计及性能优化,阐述了其关键技术、测点及受感部的布置原则,最终给出了典型结构的性能优化结果。

2 叶型受感部结构设计关键技术

2.1 叶型受感部结构

叶型受感部主要由敏感元件、信号传输元件和支撑元件组成,其测试探针借助于压气机静止叶片固定。其基本结构形式如图1所示。

按不同的敏感元件类型,叶型受感部可分为总温叶型受感

部和总压叶型受感部。总温叶型受感部的敏感元件由测量罩和热电偶构成,其中热电偶丝既是敏感元件又是信号传输元件;总压叶型受感部的敏感元件由测量罩和感压管构成,其中感压管不仅用于感受压力信号,还用于信号传输。

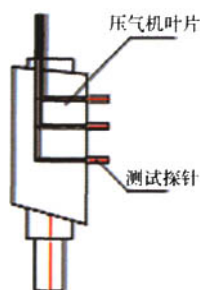


图1 叶型受感部结构

2.2 叶型受感部结构设计关键技术

2.2.1 叶型受感部头部设计

级间测量专项试验表明,在级间总压、总温测量中,探针头部必须设计成带套形式,即在总温探针头部加装滞止罩,在总压探针上加装整流罩,其目的在于减小测量误差。因此,罩的结构形式直接关系到叶型受感部的性能和测试的准确度。

2.2.2 受感元件安装及尺寸要求

受感元件主要指滞止罩中的热电偶和整流罩中的测压管。它们相对于罩的安装位置对测量准确度有较大影响。从理论上讲,受感元件尺寸越小越好,但考虑到其强度等综合因素,受感部头部应伸出叶片前缘一定长度,以减小对测量的影响。

2.2.3 测量点布置

测量点通常沿叶片高度按等环面或等距分布。径向测点若在1片叶片上,布置空间不够;

可考虑在相邻叶片上穿插布置,应在每级压气机上分别安排总压、总温测量叶片。

叶型受感部一般沿叶片高度布置成梳状多点形式,以便测量沿叶高方向的参数变化;以不堵塞流路为标准,沿各级压气机周向位置布置若干片,可测得各级压气机沿径向和周向总参数的变化。

2.2.4 受感元件固定

可采用焊接、包敷压片或胶粘方式,将受感元件固定在叶片上。要牢固可靠,以保证足够的机械强度,并尽量减小引线凸起高度,减小对流场的扰动和堵塞影响;应注意保护感头头部,不能堵塞进排气孔,并保证孔的边缘光滑无毛刺。

3 叶型受感部性能优化

温度叶型受感部性能主要取决于滞止罩和热电偶的性能,压力叶型受感部的性能主要取决于整流罩和感压管的性能。

在校准风洞中对测量罩进行了吹风试验,得到了其性能数据。

3.1 测量罩形式

叶型受感部性能主要取决于感头前缘的测量罩(滞止罩和整流罩)的性能。滞止罩和整流罩的常见形式如图2、3所示。影响测量罩性能的主要参数有罩口前缘角度和感头相对于罩口前端面几何尺寸(如图中所示的 a 、 b 尺寸)。图3(c)是1种鸟笼式的滞止罩,它在孔口开槽,而不是加工倒角。

除罩的形式影响叶型受感部的性能外,感压管孔口的处理对其也有影响。如图2(b)所示的

孔口外倒角是不同于一般形式的内倒角。

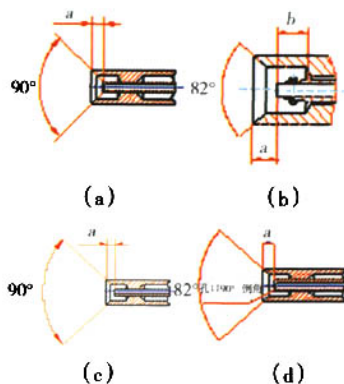


图2 压力叶型受感部感头

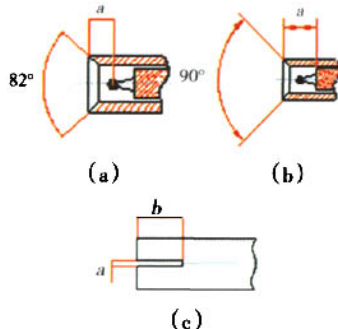


图3 温度叶型受感部感头

3.2 叶型受感部校准

叶型受感部性能主要是指在不同来流条件下,受感部的测量误差。

为了测量叶型受感部的性能,用上述形式的测量罩及感头制作了试验用的叶型受感部,如图4、5所示,并在校准风洞中进行校准。

其中,对压力叶型受感部 $Ma=0.2, 0.4, 0.6$, 气流偏角 $\alpha=\pm 30^\circ$ 范围内进行校准,得到在不同来流速度条件下受感部的不敏感角范围及总压测量误差;对温度叶型受感部在 $Ma=0.2, 0.4, 0.6$ 状态下进行校准,得到在不同来流速度条件下的总温恢复系数,从而得

到受感部的总温测量误差。

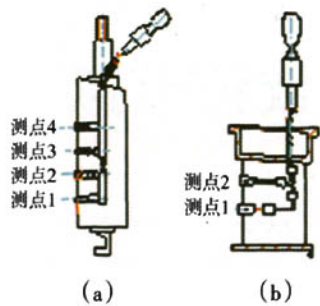


图 4 总压叶型受感部

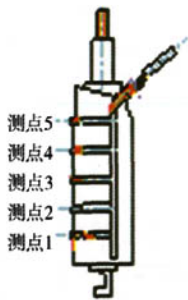


图 5 总温叶型受感部

3.3 叶型受感部校准结果

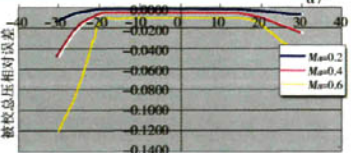
通过在风洞中校准,得到了 7 种叶型受感部感头的性能试验结果,见表 1.2。

表 1 压力叶型受感部校准结果

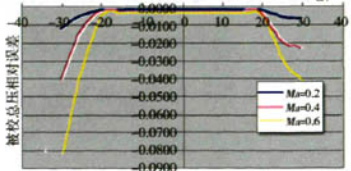
序号	感头形式	校准结果
1		$Ma \leq 0.5, \alpha \leq \pm 20^\circ \pm 0.5\%$, $0.5 < Ma \leq 0.6, \alpha \leq \pm 15^\circ \pm 1\%$. (校准曲线如图 6(a)所示)
2		$Ma \leq 0.6, \alpha \leq \pm 20^\circ \pm 0.5\%$. (校准曲线如图 6(b)所示)
3		$Ma < 0.6, \alpha \leq \pm 20^\circ \pm 0.5\%$, $Ma = 0.6, \alpha \leq \pm 15^\circ \pm 1\%$. (校准曲线如图 6(c)所示)
4		$Ma \leq 0.6, \alpha \leq \pm 17^\circ \pm 0.5\%$. (校准曲线如图 6(d)所示)

表 2 温度叶型受感部校准结果

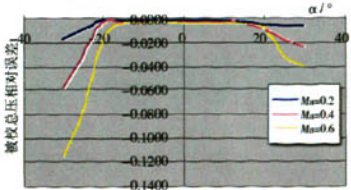
序号	感头形式	校准结果
1		$Ma \leq 0.6$ 范围, 随 Ma 增大, 恢复系数 r 增大, $r \approx 0.89$ 时的校准曲线如图 7(a)所示。
2		$Ma \leq 0.6$ 范围, 随 Ma 增大, 恢复系数 r 增大, $r \approx 0.91$ 时的校准曲线如图 7(b)所示。
3		$Ma \leq 0.6$ 范围, 随 Ma 增大, 恢复系数 r 增加, $r \approx 0.92$ 时的校准曲线如图 7(c)所示。



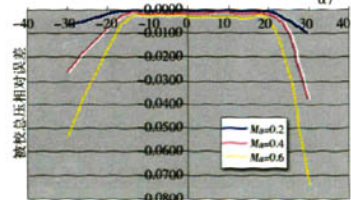
(a)



(b)

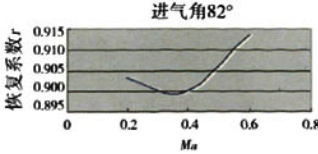


(c)

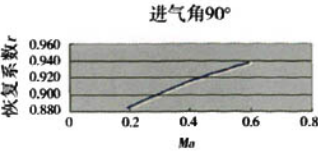


(d)

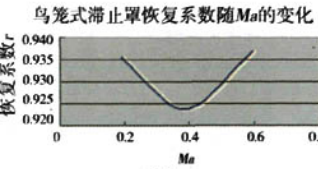
图 6 压力叶型受感部校准曲线



(a)



(b)



(c)

图 7 温度叶型受感部校准曲线

3.4 性能优化结果

校准结果显示了各典型结构的性能比较情况。

对于压力叶型受感部, 性能最佳的是如图 2(b)所示的整流罩, 其进气倒角为 82° , 空气管为外倒角, $Ma = 0.6$ 范围内, $\alpha \leq \pm 20^\circ$, 测量误差为 $\pm 0.5\%$; 性能其次如图 2(a)、(c)所示的结构; 如图 2(d)所示结构的不敏感角稍小些。上述结果说明整流罩的进气倒角及空气管的倒角形式对测量准确度均有影响。

对于温度叶型受感部, 性能最佳的是鸟笼形, 恢复系数为 0.92。其次是滞止罩进气角为 90° 的结构, 恢复系数为 0.91; 滞止罩进气角为 82° 的结构, 恢复系数为 0.89。上述结果说明进气倒角对测量的准确度有影响, 应在设计中注意。(下转第 21 页)

尔后急剧减小。

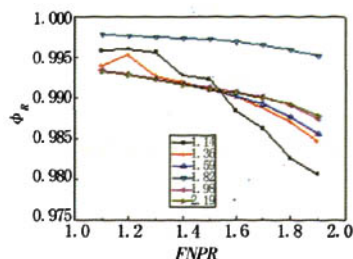


图 14 流量系数随压比的变化

对这种变化规律形成的主要原因分析如下。

(1)在 $\alpha=1.82$ 时,随着压比增大,流体流动十分顺畅且变化不大,此时,流动损失不仅较小,而且变化不大,因此,流量系数比较稳定且处于较高水平。

(2)在 $\alpha=1.36$ 时,由图 13 中可以看出, $FNPR=1.2$ 时的叶片的压力面分离漩涡明显少于 $FNPR=1.1$ 和 $FNPR=1.3$ 时的,流体流动更加顺畅,故流量系数在此处略有增大。

(3)在 $FNPR>1.6$ 时,所有稠度下的流量系数随压比增大而减小的幅度增大,说明在大压比情况下,该反推叶栅的流动状态急剧恶化,能量损失急剧增大,尤其是在稠度最小 ($\alpha=1.14$) 的工况下,流量系数减小的幅度特别大。

在设计中要竭力避免。

5 结论

本文采用数值方法研究了叶栅式反推器叶片稠度、压比对反推性能的影响规律,得到了如下结论。

(1)数值模拟结果与试验结果吻合,说明所建立的计算模型正确可靠。

(2)稠度小于 1.59 时,增大叶栅稠度,可使流量系数和反推效率同时增大,但继续增大稠度,虽可使流量系数继续增大,但由于气流出口转向受到的影响不大,故反推效率在较低水平波动。因此,在本文研究范围内,如果叶栅反推器叶片采用固定不转动的设计,欲使反推装置外涵的反推效率不小于 0.6,则选取的叶片稠度应在 1.36~1.82 之间。

(3)随着压比增大,在叶片稠度大于 1.59 的范围内,压比对反推效率的影响不大。

(4)当压比小于 1.6 时,较大叶片稠度下的流量系数随着压比增大而逐渐减小,当压比大于 1.6 时,所有稠度下的流量系数随压比增大而急剧减小。

参考文献

- [1]邵万仁,叶留增,沈锡钢.反推力装置关键技术及技术途径初步探讨[C].中国航空学会 2007 年学术年会(动力专题),2007.
- [2]Asbury Scott C,Jeffery Yetter A. Static Performance of Six Innovative Thrust Reverser Concepts for Subsonic Transport Applications [R]. NASA TM-2000-210300.
- [3]廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [4]Imon Hall, Richard Cooper ,Srinivasan Raghunathan. Fluidic Flow Control in a Natural Blockage Thrust Reverser [R]. AIAA 2006-3513.
- [5]Simon Hall, Emmanuel Benard, Srinivasan Raghunathan. Progress in Developing Innovative Flow Control in a Cascade Thrust Reverser [C].24th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2004.
- [6]孟军强,钟易成.基于 NURBS 的涡轮叶片设计及其性能分析[C].中国航空学会第六届动力年会,2006:215-221.
- [7]Yao H,Raghunathan S, Cooper R K,et al. Numerical Simulation on Flow Fields of the Nature Blockage Thrust Reverser [R]. AIAA 2005-631.

(上接第 45 页)

4 结论

在上述叶型受感部设计的关键技术中,探针头部的设计尤为重要。一般应根据被测气流方向及测试准确度的要求选择测量罩的形式,以保证受感部的基本性能。

性能优化结果表明,对于压力叶型受感部,整流罩的进气倒角及空气管的倒角形式对测量

准确度均有影响。进气倒角为 82° ,空气管为外倒角时,其性能最佳;在 Ma 为 0.6 范围内, $\alpha \leq \pm 20^\circ$,测量误差为 $\pm 0.5\%$ 。

对于温度叶型受感部,滞止罩进气倒角的角度对测量的准确度有影响。性能最佳的是鸟笼形,恢复系数为 0.92。

参考文献

- [1]А.Н.ПЕТУНИН

МЕТОДЫ И ТЕХНИКА ИЗМЕРЕНИЙ
ПАРА - МЕТРОВ ГАЗОВОГО ПОТОКА
МОСКВА МАШИНО-СТРОЕНИЕ 1996.

- [2]Arthur J. Wennerstrom Investigation of a 1500 FT/SEC. Transonic, Highthrough-flow, Single-stage Axial-flow Compressor with Low Hub/Tip Ratio Technical Report, AFAPL-TR-76-92.